

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0312

等离子体激励对火星条件下翼型气动特性影响

杨香港¹, 高永新¹, 汪忠明¹, 李益文², 姚程^{1,*}

(1. 合肥工业大学 土木与水利工程学院, 安徽 合肥 230009; 2. 空军工程大学 等离子体动力学重点实验室, 陕西 西安 710038)

摘 要: 由于火星大气密度低、气压小, 火星无人机翼型气动性能亟待进一步提高。采用等离子体激励主动流动控制技术提高火星条件下的翼型升力、降低翼型阻力。在火星低雷诺数条件下研究了等离子体激励的作用位置、激励功率及来流攻角对翼型升力和阻力的影响。结果表明: 等离子体激励在下表面尾缘区域增升, 最大增升率为 37%; 在下表面前缘区域减阻, 最大减阻率为 8%; 激励功率越大, 来流攻角越小, 翼型升阻比提升越明显。等离子体激励诱导压力波, 在激励的上、下游分别形成增压区和减压区, 导致翼型表面形成增压面和减压面。当激励位置靠近尾缘, 增压面扩大, 翼型上、下表面压差增大, 从而实现增升; 当激励位置靠近前缘, 减压面扩大, 翼型压差阻力降低, 从而实现减阻。

关键词: 火星无人机; 低雷诺数; 等离子体激励; 增升; 减阻

中图分类号: V211.4

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2025)06-2129-08

无人机可以有效提高火星探索效率, 弥补火星车的不足^[1]。然而, 火星大气密度极低, 约为地球大气密度的 1/70, 且火星气压仅为地球标准气压的 1%^[2]。稀薄的大气环境使得火星无人机翼型在高转速、低雷诺数条件下工作。例如, 美国“机智号”火星无人机^[3]翼型转速约为 2 500 r/min, 最大雷诺数约为 2.4×10^4 。在相同转速条件下, 火星无人机翼型产生的升力仅为地球大气环境中的 1% 左右。火星无人机翼型升力具有很大的提升空间, 亟待采用流动控制技术增强火星无人机翼型气动性能。

为提升飞行器的气动特性, 国内外学者针对流动控制技术开展了广泛研究。流动控制技术主要分为被动流动控制和主动流动控制^[4]。被动流动控制方式包括襟翼系统^[5]、鼓包构型^[6]和涡流发生器^[7]等。这些方法一般是通过改变外表特征实现流动控制, 只能针对特定流场环境, 灵活性不足。主动流动控制方法包括抽吸^[8]、吹除^[9]、合成射流^[10]和

等离子体激励^[11]等。其中, 发展最迅速的是合成射流和等离子体激励主动流动控制技术。合成射流流动控制环境适应性不足、能量效率不高^[12]。等离子体激励主动流动控制技术具有结构简单、响应迅速、无活动部件等优点^[13]。

针对火星环境下的流动控制, 国内外学者进行了一定研究。陆政旭等^[14]采用局部振动的流动控制方法, 抑制了火星翼型的层流分离, 提高了火星翼型的升阻比。Tabuchi 等^[15]研究了磁流体流动控制对火星直接入轨和轨道入轨的影响。Takagaki 等^[16]通过实验评估了火星环境下的等离子体激励流动控制的可行性。

等离子体激励主要通过气体放电产生压力、温度、物性变化, 从而对气流施加可控扰动^[17]。等离子体激励方式包括介质阻挡放电^[18]、火花放电^[19]和电弧放电^[20]等。其中, 电弧放电等离子体通过表面电弧放电产生局部能量沉积, 对流场形成温度、

收稿日期: 2023-06-05; 录用日期: 2023-07-21; 网络出版时间: 2023-08-18 12:27

网络出版地址: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230817.1606.002

基金项目: 国家自然科学基金 (51906054, 51776222)

* 通信作者. E-mail: yaocheng@hfut.edu.cn

引用格式: 杨香港, 高永新, 汪忠明, 等. 等离子体激励对火星条件下翼型气动特性影响 [J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51 (6): 2129-2136. YANG X G, GAO Y X, WANG Z M, et al. Effect of plasma excitation on aerodynamic characteristics of airfoil in Martian atmosphere [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51 (6): 2129-2136 (in Chinese).

压力扰动,能量转化效率为 5%~10%,具有激励强度大、激励频带宽的显著优势^[21]。

在火星环境下进行等离子体放电,与地球有一定差异。地球大气的主要成分为 78% 的 N₂ 和 21% 的 O₂。火星大气的主要成分是 CO₂,约占总量的 96%^[22]。火星大气中存在许多活跃的带电粒子,大气电导率比地球高 2 个数量级,使得等离子体放电更易于发生^[23]。并且,低温、低压的火星环境也有利于等离子体放电^[24],更适合采用等离子体激励开展翼型流动控制。

本文采用计算流体力学方法,研究火星条件下电弧放电等离子体激励对翼型气动特性的影响。分析了激励位置、激励功率及来流攻角对翼型升力、阻力的作用效果。探究了低雷诺数下等离子体激励增升减阻的作用机理。

1 数值方法

为验证连续介质假设对火星稀薄大气的适用性,采用克努森数 Kn 进行分析。根据文献^[25]给出的克努森数计算方法,可计算出火星大气在 223 K 时,气体流动的克努森数 $Kn = 8.75 \times 10^{-9} < 0.01$,属于连续介质的范围。

基于唯象学描述方法,不关注放电的具体过程和所涉及的化学反应,将等离子体激励简化为局部区域的能量注入,激励区域简化为矩形^[26]。通过在能量方程中添加能量源项的方式模拟等离子体激励对流场的影响。采用可压缩 N-S 方程描述气体流动,如式(1)~(4)所示。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{u}) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla(\rho u \mathbf{u}) = \nabla \sigma - \frac{\partial p}{\partial x} \tag{2}$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla(\rho v \mathbf{u}) = \nabla \sigma - \frac{\partial p}{\partial y} \tag{3}$$

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \nabla[(\rho e + p)\mathbf{u}] = \nabla(\mathbf{u}\sigma) + \nabla(\kappa \nabla T) + Q \tag{4}$$

式中: ρ 为气体密度; $\mathbf{u}$ 为速度矢量; u 和 v 为速度矢量 $\mathbf{u}$ 在 x 和 y 方向的分量; σ 为黏性应力张量; p 为气体静压; T 为气体静温; κ 为热传导系数; Q 为电弧放电产生焦耳热的功率密度。

σ 表达式为

$$\sigma = \mu [\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T] - \frac{2}{3} (\nabla \mathbf{u}) \mathbf{I} \tag{5}$$

式中: μ 为动力黏度; $\mathbf{I}$ 为单位矩阵。

Q 表达式为

$$Q = Q_0 G(x/L, y/L) S(t/\tau_e) \tag{6}$$

式中: Q_0 为热能注入的幅值; $G(x/L, y/L)$ 为热能的空间分布函数; L 为特征长度; $S(t/\tau_e)$ 为热能的时间分布函数,电弧放电达到稳定状态,则 $S(t/\tau_e) = 1$ ^[27]。

本文所述的雷诺数为基于翼型弦长的参考雷诺数。计算为非定常计算,时间步长为 10^{-6} s,并采用形成稳定流场后再施加激励的计算方法。采用的等离子体激励为持续激励,激励区域尺寸为 $4 \text{ mm} \times 0.5 \text{ mm}$ 。在模拟可压缩气体流动时,采用密度基隐式算法。气体密度由理想气体模型给出。动力黏度采用 Sutherland 公式。通量项采用 Roe 格式进行离散。动量、湍能耗散率和湍流动能均采用二阶迎风格式。湍流模型采用 SST $k-\omega$ 模型。计算网格采用三角形单元和矩形单元进行划分。在翼型表面附近生成矩形网格,第一层网格高度为 $7.8 \times 10^{-2} \text{ mm}$,逐层增长率为 1.2, $y^+ \leq 1$ 。以 3 种网格划分方案进行网格无关性验证。

2 模型验证

本文选取文献^[28]中雷诺数 $Re = 2 \times 10^4$ 的实验数据进行模型验证。计算模型如图 1 所示。翼型弦长 c 为 100 mm,弦高比为 0.06。在火星环境下,取来流速度为 132.44 m/s,静压为 727.87 Pa,环境温度为 223 K。经计算雷诺数为 2×10^4 。翼型壁面条件采用无滑移边界。自由来流边界为压力远场,与翼型的距离为 500 c 。

在攻角 $\alpha = 5^\circ$ 和 $Re = 2 \times 10^4$ 条件下进行网格无关性验证,验证结果见表 1 所列。从表 1 可以看出,网格 II 的升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 接近精细

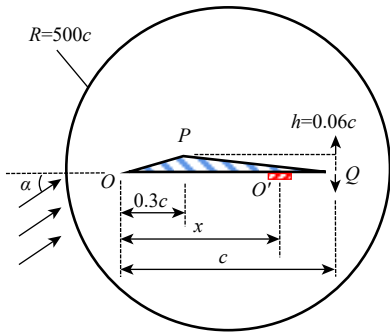


图 1 模型示意图
Fig. 1 Schematic diagram of model

表 1 网格无关性

Table 1 Mesh independence				
编号	网格数	C_l	C_d	y^+
I	50 107	0.671 9	0.048 7	≤ 1
II	105 669	0.673 0	0.049 5	≤ 1
III	233 701	0.673 1	0.050 1	≤ 1

化网格Ⅲ。故本文最终采用网格Ⅱ进行计算。

翼型升力系数和阻力系数的实验数据与数值

仿真结果如图 2 所示。从图 2 可以看出, 在 $0^\circ\sim 8^\circ$ 攻角范围内, 仿真结果与实验数据基本吻合。

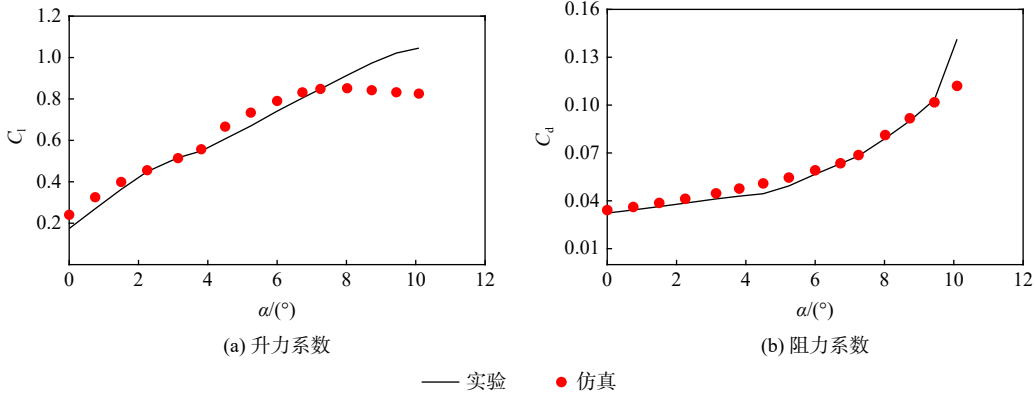


图 2 仿真数据和实验数据的比较

Fig. 2 Comparison between simulated data and experiment data

3 结果与分析

3.1 激励位置的影响

前期研究表明, 在翼型上表面施加等离子体激

励无法实现增升减阻^[29]。因此, 在翼型下表面 $0.1c\sim 0.9c$ 等间距的 9 个位置施加等离子体激励。记激励位置 $\bar{x}=x/c$ 。激励功率为 2 000 W。当来流攻角为 5° 时, 激励位置对翼型升阻特性的影响如图 3 所示。

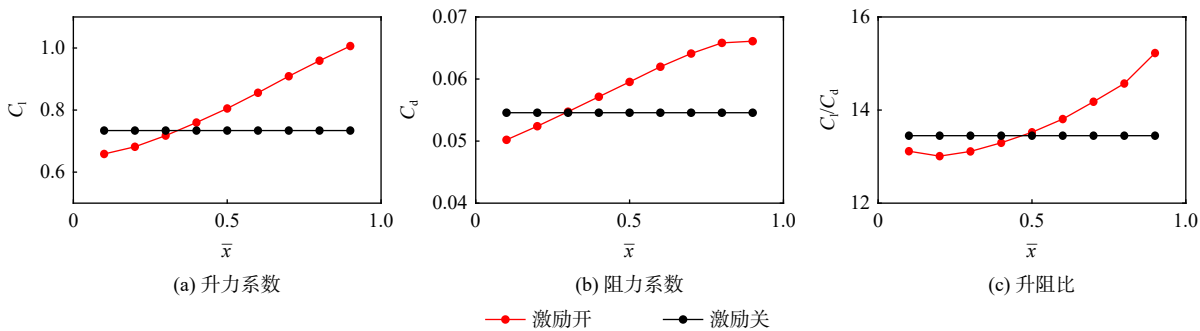


图 3 不同激励位置的翼型气动特性

Fig. 3 Aerodynamic characteristics of airfoil with different excitation positions

由图 3(a) 可知, 等离子体激励在翼型前缘使升力减小, 在翼型尾缘使升力增大。最佳增升激励位置位于 $0.9c$ 处, 最大增升率为 37%。因此, 在翼型尾缘附近施加等离子体激励有利于提高翼型升力。

由图 3(b) 可知, 等离子体激励在翼型前缘使阻力减小, 在翼型尾缘使阻力增大。最佳减阻激励位置位于 $0.1c$ 处, 最大减阻率为 8%。因此, 在翼型前缘附近施加激励有利于降低翼型阻力。

由图 3(c) 可知, 等离子体激励在翼型前缘使升阻比降低, 在翼型尾缘使升阻比增大。激励位置位于 $0.9c$ 时, 翼型升阻比提升最大, 升阻比最大提升率为 13%。

通过以上分析可得, 等离子体激励在翼型前缘附近起到减升、减阻效果, 在翼型尾缘附近起到增升、增阻效果。

3.2 激励功率及攻角的影响

取激励位置 $\bar{x}=0.9$, 改变激励输入功率和来流攻角, 得到翼型升阻特性的变化如图 4 所示。由图 4(a) 可知, 激励功率越大, 对翼型升力的提升越大。随着来流攻角的增大, 等离子体激励对升力的提升效果逐渐降低。由图 4(b) 可知, 激励功率越大, 对翼型阻力的增加越大。来流攻角越大, 等离子体激励对翼型阻力的增加越显著。由图 4(c) 可知, 在 $0^\circ\sim 6^\circ$ 攻角范围内, 激励功率越大, 翼型升阻比越高。在 $6^\circ\sim 10^\circ$ 攻角范围内, 激励功率越大, 翼型升阻比越低。通过以上分析可得, 激励功率越大, 来流攻角越小, 等离子体的激励效果越好。

3.3 增升减阻机理

选取激励功率为 2 000 W, 来流攻角为 5° 的工况进行增升减阻机理分析。无激励的工况记为 P_0 。对激励位置 $\bar{x}=0.1$ 、 $\bar{x}=0.5$ 和 $\bar{x}=0.9$ 分别施加激

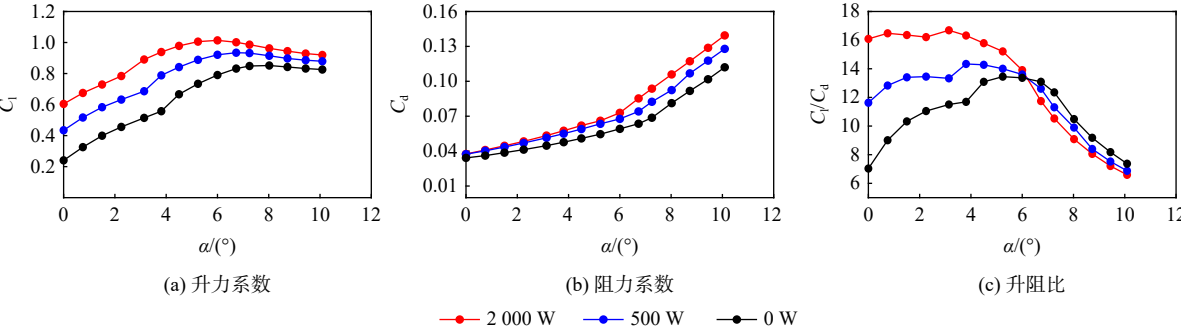


图 4 不同激励功率及攻角的翼型气动特性

Fig. 4 Aerodynamic characteristics with different excitation power and angle of attack

励, 记为 P_1 、 P_2 和 P_3 。将翼型表面分为 3 个区域: 上表面 OPQ ; 下表面激励位置上游 OO' ; 下表面激励位置下游 $O'Q$, 如图 1 所示。

3 种工况下翼型的表面压力系数 C_p 如图 5 所示。在激励作用下, 翼型上表面 OPQ 的压力减小, 形成第 1 减压面。下表面激励上游区域 OO' 的压力增大, 形成增压面; 激励下游区域 $O'Q$ 的压力减小, 形成第 2 减压面。即翼型整个上表面为第 1 减压面, 翼型下表面位于激励位置下游的部分为第 2 减压面。激励位置越靠近尾缘, 增压面越大, 第 2 减压面越小, 翼型上、下表面的压差随之增大。因此, 等离子体激励在尾缘区域实现增压效果。

表 2 不同激励位置下的翼型阻力系数

Table 2 Drag coefficient with excitation positions

激励位置	压差阻力系数	摩擦阻力系数	总阻力系数
无激励	0.037 8	0.016 8	0.054 6
0.1c	0.019 8	0.030 4	0.050 2
0.2c	0.023 5	0.028 9	0.052 4
0.3c	0.027 0	0.027 8	0.054 8
0.4c	0.030 5	0.026 7	0.057 2
0.5c	0.034 1	0.025 4	0.059 5
0.6c	0.037 9	0.024 1	0.062 0
0.7c	0.041 7	0.022 4	0.064 1
0.8c	0.045 4	0.020 4	0.065 8
0.9c	0.048 6	0.017 4	0.066 0

气体黏度系数随温度的升高而增大。 P_1 、 P_2 和 P_3 对翼型流场温度的影响如图 6 所示。等离子体激励能量的注入, 引起激励下游温度的升高, 形成高温区。该区域内的气体黏度增大。

P_2 工况下翼型下表面 5 个位置的法向速度梯度如图 7 所示。激励区域的法向速度梯度增大, 激励上游和激励下游高温区的法向速度梯度降低。

等离子体激励对高温区气体黏度和法向速度梯度的作用是相反的。3 种工况下翼型下表面的壁面摩擦系数 C_f 如图 8 所示。在激励下游的高温区, 翼型壁面摩擦系数增大。这表明: 气体黏度对摩擦阻力的影响占主导, 使得摩擦阻力增大。

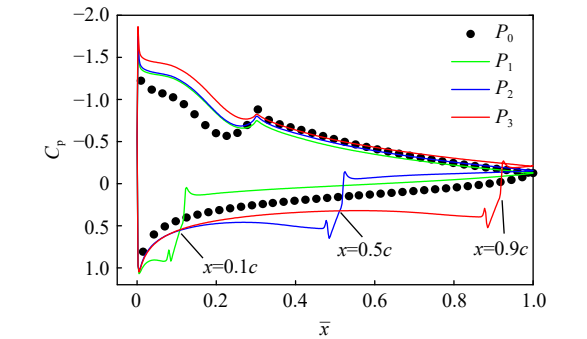


图 5 翼型表面压力分布

Fig. 5 Pressure distributions on surface of airfoil

等离子体激励的减阻效果同样受到增压面和减压面的影响。以 9 组不同激励位置下的翼型阻力数据展开分析, 如表 2 所示。翼型阻力由压差阻力和摩擦阻力构成。由表 2 可得, 激励位置越靠近前缘, 翼型压差阻力越小, 摩擦阻力越大。

当激励位置靠近前缘时, 第二减压面增大, 翼型压差阻力因此减小。翼型的摩擦阻力与表面切应力 τ 有关, 表面切应力表达式为

$$\tau = \mu \left. \frac{\partial U}{\partial y} \right|_{y=0}$$

(7)

式中: $\partial U / \partial y|_{y=0}$ 为近壁流向速度的法向梯度。

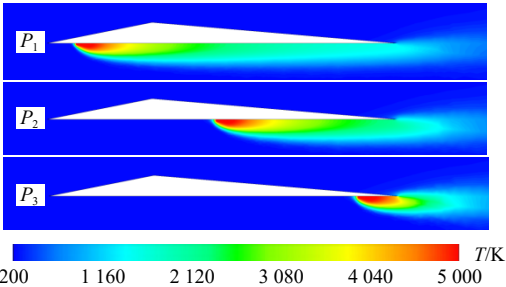


图 6 翼型流场温度分布

Fig. 6 Temperature distribution around airfoil flow field

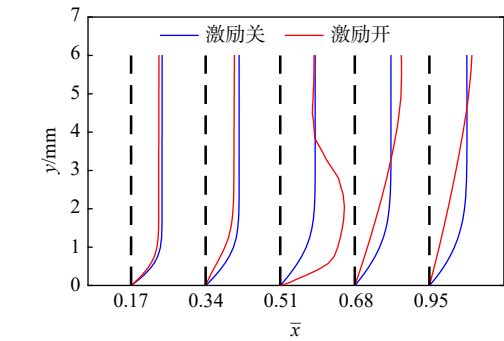


图 7 翼型下表面法线方向的速度分布 (P_2 工况)

Fig. 7 Velocity distribution along normal direction on lower surface of airfoil (P_2 case)

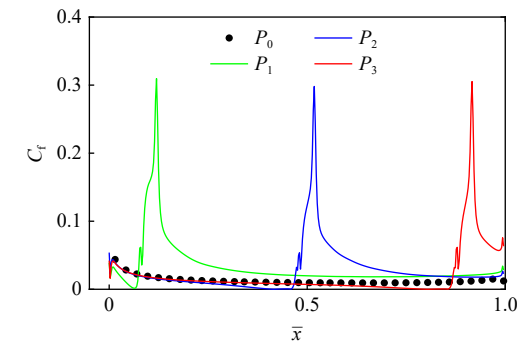


图 8 翼型下表面壁面摩擦系数分布

Fig. 8 Skin friction coefficient distribution on lower surface of airfoil

等离子体激励位置对翼型压差阻力和摩擦阻力的影响是相反的。激励位置越靠近前缘,翼型阻力越小。这表明:翼型阻力中的压差阻力占主导地位。在前缘区域,等离子体激励可以通过降低压差阻力达到减阻效果。

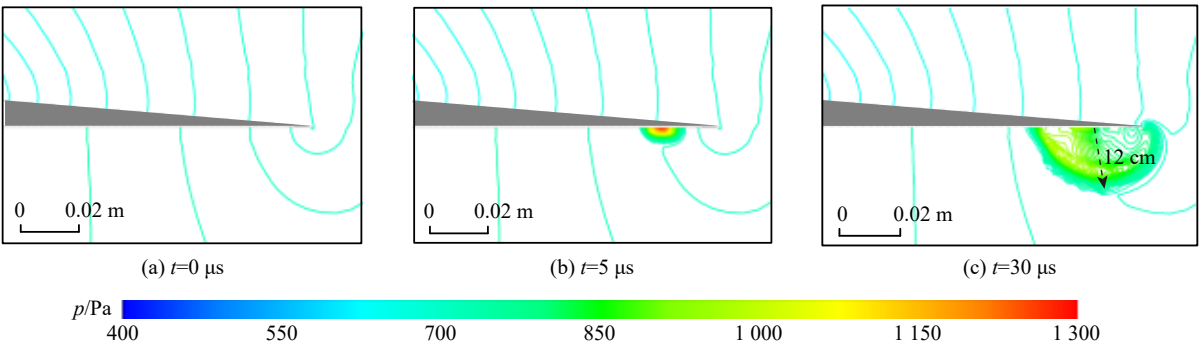


图 10 启动涡发展过程 (P_3 工况)

Fig. 10 Strat-up vortex development process for P_3 case

当 $t > 1$ s 后,压力波消散,全局扰动趋于稳定,翼型周围流场形成稳定的增压区和减压区。用激励后的压力分布减去激励前的压力分布得到流场压力变化量的分布 $\Delta p(x,y)$,如图 11 所示。

图 11 中区域 I 视为增压区,直径约为 10 m,最大压升为 90 Pa。区域 II 视为无影响区。区域 III 视

3.4 等离子体全局影响

上述分析表明,翼型的增升减阻效果主要受到等离子体激励在翼型表面形成的增压面和减压面的影响。翼型表面的压力分布是等离子体激励全局影响的结果。以 P_3 工况为例,进一步探究等离子体激励对翼型流场的全局影响。

激励启动瞬间,激励位置的压力迅速升高,诱导出压力波。在火星条件下,压力波以 230 m/s 的速度向周围扩散,随后快速衰减,如图 9 所示。

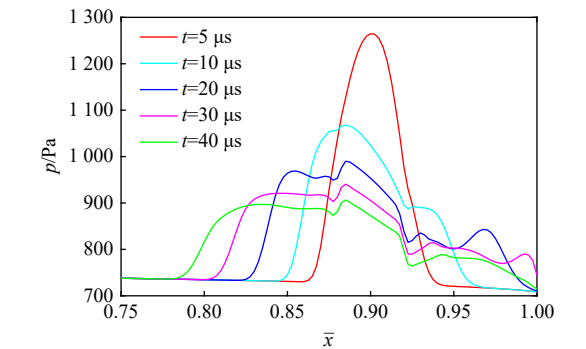


图 9 压力波发展过程 (P_3 工况)

Fig. 9 Pressure wave propagation for P_3 case

等离子体激励诱导的压力波在流场中形成一个启动涡^[30],启动涡发展过程如图 10 所示。当 $t = 5 \mu\text{s}$ 时,激励位置的压力显著升高,形成启动涡。当 $t = 30 \mu\text{s}$ 时,压力波越过翼型尾缘,沿上表面向上游发展,此时启动涡半径为 12 cm。随后压力波持续传播,影响区域逐渐扩大,最终对翼型流场造成全局扰动。

为减压区,直径约为 8 m,最大压降为 60 Pa。在翼型下表面,激励位置上游 OO' 位于区域 I,压力增大;上表面 OPQ 和下表面激励位置下游 $O'Q$ 在区域 III 中,压力减小。由此可得,翼型表面的增压面与减压面,是等离子体激励对翼型流场全局扰动的结果。改变激励位置,增压区和减压区随之变化,

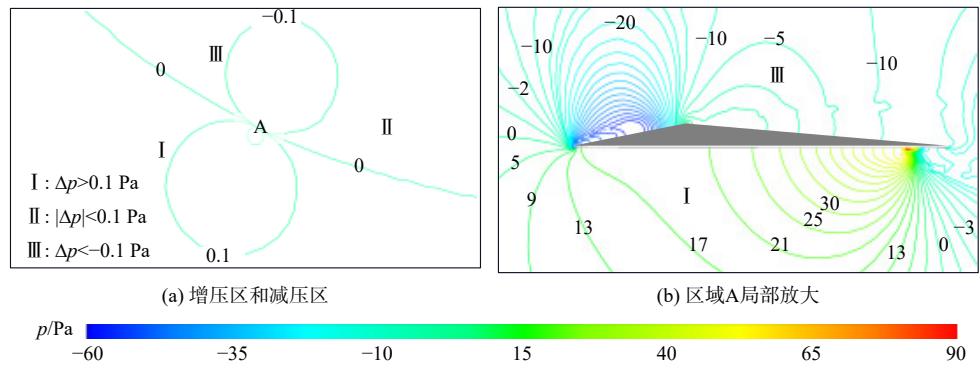


图 11 等离子体激励形成的增压区和减压区 (P_3 工况, $t > 1$ s)

Fig. 11 Pressurized region and depressurized region induced by plasma excitation (P_3 case, $t > 1$ s)

从而实现翼型的增升、减阻。

4 结 论

本文研究了等离子体激励在火星低雷诺数条件下对翼型气动特性的影响及其作用机理。得到如下结论:

- 1) 等离子体激励在下表面尾缘区域增升, 最大增升率为 37%; 在下表面前缘区域减阻, 最大减阻率为 8%。
- 2) 等离子体激励诱导压力波, 在翼型表面形成 1 个增压面和 2 个减压面。
- 3) 激励位置靠近下表面尾缘时, 增压面扩大, 翼型上、下表面压差增大, 翼型升力因此提升。
- 4) 激励位置靠近下表面前缘时, 增压面减小, 第二减压面增大, 导致压差阻力降低, 翼型阻力因此降低。

参考文献 (References)

[1] 赵鹏越, 齐全, 邓宗全, 等. 旋翼式火星无人机技术发展综述[J]. 宇航学报, 2018, 39(2): 121-130.
ZHAO P Y, QUAN Q Q, DENG Z Q, et al. Overview of research on rotary-wing Mars unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(2): 121-130 (in Chinese).

[2] KONING W J F, JOHNSON W, GRIP H F. Improved Mars helicopter aerodynamic rotor model for comprehensive analyses[J]. AI-AA Journal, 2019, 57(9): 3969-3979.

[3] CHAHAT N, MILLER J, DECROSSAS E, et al. The Mars helicopter telecommunication link: antennas, propagation, and link analysis[J]. IEEE Antennas and Propagation Magazine, 2020, 62(6): 12-22.

[4] 李益文, 王宇天, 庞垒, 等. 进气道等离子体/磁流体流动控制研究进展[J]. 力学学报, 2019, 51(2): 311-321.
LI Y W, WANG Y T, PANG L, et al. Research progress of plasma/MHD flow control in inlet[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2019, 51(2): 311-321 (in Chinese).

[5] 王万波, 姜裕标, 黄勇, 等. 大型飞机襟翼吹气增升风洞试验[J]. 航空学报, 2023, 44(13): 127870.
WANG W B, JIANG Y B, HUANG Y, et al. Lift enhancement

wind tunnel test with flap blowing for large aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(13): 127870 (in Chinese).

[6] 章胜华, 邓枫, 覃宁, 等. 激波控制鼓包对跨声速抖振影响的数值研究[J]. 航空学报, 2022, 43(11): 526806.
ZHANG S H, DENG F, QIN N, et al. Numerical study on impact of shock control bump on transonic buffet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(11): 526806 (in Chinese).

[7] 李超, 黄河峡, 罗金玲, 等. 基于微型叶片涡流发生器的前体压缩面低能流掺混机理[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(1): 119-128.
LI C, HUANG H X, LUO J L, et al. Mixing of low-momentum fluids over the forebody ramp based on micro-vane vortex generators[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(1): 119-128 (in Chinese).

[8] 邹琳, 左红成, 柳迪伟, 等. 基于定常吹吸气的波浪型圆柱主动控制研究[J]. 力学学报, 2022, 54(11): 2970-2983.
ZOU L, ZUO H C, LIU D W, et al. Active flow control of wavy cylinder based on steady blowing and suction[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(11): 2970-2983 (in Chinese).

[9] SU W Y, CHEN Y, ZHANG F R, et al. Control of pseudo-shock oscillation in scramjet inlet-isolator using periodical excitation[J]. Acta Astronautica, 2018, 143: 147-154.

[10] YU Y, XU J L, GAN N G. Effects of parameters on continuously working plasma synthetic jet[J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2014, 8(1): 55-69.

[11] 王宏宇, 闵夫, 解真东, 等. 直流放电控制高速带斜坡锥体气动力的有效性[J/OL]. 空气动力学学报. (2023-1-10)[2023-02-16]. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/51.1192.TK.20230216.1037.002.html>.
WANG H Y, MIN F, XIE Z D, et al. Effectiveness of DC discharge in controlling aerodynamic force of high-speed cone with slope [J/OL]. Acta Aerodynamica Sinica. (2023-1-10)[2023-02-16]. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/51.1192.TK.20230216.1037.002.html> (in Chinese).

[12] 罗振兵, 夏智勋, 邓雄, 等. 合成双射流及其流动控制技术研究进展[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 252-264,251.
LUO Z B, XIA Z X, DENG X, et al. Research progress of dual synthetic jets and its flow control technology[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 252-264,251 (in Chinese).

[13] 张鑫, 王勋年. 正弦交流介质阻挡放电等离子体激励器诱导流场研究的进展与展望[J]. 力学学报, 2023, 55(2): 285-298.
ZHANG X, WANG X N. Research progress and outlook of flow

field created by dielectric barrier discharge plasma actuators driven by a sinusoidal alternating current high-voltage power[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(2): 285-298 (in Chinese).

[14] 陆政旭, 陈肇麟, 肖天航, 等. 火星旋翼无人机翼型局部振动的数值模拟[C]//2021 中国力学大会. 南京: 南京航空航天大学, 2022: 480-492.

LU Z X, CHEN Z L, XIAO T H, et al. Numerical simulation of airfoil for Martian rotor with local oscillation[C]//Proceedings of the 2021 China Mechanics Congress. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022: 480-492(in Chinese).

[15] TABUCHI K, SUMITOMO R, TANAKA K, et al. Numerical analysis of magnetohydrodynamic flow control in Mars direct and orbital entries[C]// AIAA SCITECH 2023 Forum. Reston: AIAA, 2023: AIAA2023-2559.

[16] TAKAGAKI M, ISONO S, NAGAI H, et al. Evaluation of plasma actuator performance in Martian atmosphere for applications to Mars airplanes[C]// 4th Flow Control Conference. Reston: AIAA, 2008: 2008-3762.

[17] 李应红, 吴云, 梁华, 等. 等离子体激励气动力学探索与展望[J]. *力学进展*, 2022, 52(1): 1-32.

LI Y H, WU Y, LIANG H, et al. Exploration and outlook of plasma-actuated gas dynamics[J]. *Advances in Mechanics*, 2022, 52(1): 1-32 (in Chinese).

[18] 黄广靖, 戴玉婷, 杨超. 低雷诺数俯仰振荡翼型等离子体流动控制[J]. *力学学报*, 2021, 53(1): 136-155.

HUANG G J, DAI Y T, YANG C. Plasma-based flow control on pitching airfoil at low Reynolds number[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(1): 136-155 (in Chinese).

[19] 刘汝兵, 孙伟, 牛中国, 等. 火花放电等离子体射流实验研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(3): 372-377.

LIU R B, SUN W, NIU Z G, et al. Experimental investigation on spark discharge plasma jet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(3): 372-377 (in Chinese).

[20] 王浩, 程邦勤, 纪振伟, 等. 局部电弧丝状放电控制激波/边界层干扰的数值研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(11): 2431-2438.

WANG H, CHENG B Q, JI Z W, et al. Numerical simulation of localized arc filament plasma actuator for shock wave/boundary layer interaction control[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(11): 2431-2438 (in Chinese).

[21] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与展望[J]. *航空学报*, 2015, 36(2): 381-405.

WU Y, LI Y H. Progress and outlook of plasma flow control[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(2): 381-405 (in Chinese).

[22] OGLOBLINA P, MORILLO-CANDAS A S, SILVA A F, et al. Mars in situ oxygen and propellant production by non-equilibrium plasmas[J]. *Plasma Sources Science Technology*, 2021, 30(6): 065005.

[23] 钱茂程. 模拟火星条件下 CO₂ 辉光放电产物及发射光谱研究[D]. 济南: 山东大学, 2021.

QIAN M C. Study on CO₂ glow discharge products and emission spectra under simulated Mars conditions[D]. Jinan: Shandong University, 2021 (in Chinese).

[24] GUERRA V, SILVA T, PINHÃO N, et al. Plasmas for in situ resource utilization on Mars: Fuels, life support, and agriculture[J]. *Journal of Applied Physics*, 2022, 132(7): 070902.

[25] 杨婷婷. 火星无人机梯形桨叶气动特性分析及实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.

YANG T T. Analysis and experimental study on aerodynamic characteristics of trapezoidal blades of Mars UAV[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018 (in Chinese).

[26] 王宇天, 张百灵, 李益文, 等. 等离子体激励控制激波与边界层干扰流动分离数值研究[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(2): 364-371.

WANG Y T, ZHANG B L, LI Y W, et al. Numerical investigation for control of shock wave and boundary layer interactions flow separation with plasma actuation[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(2): 364-371 (in Chinese).

[27] 林敏, 徐浩军, 梁华, 等. 等离子体气动激励减小翼型跨音速阻力的数值模拟[J]. *空军工程大学学报 (自然科学版)*, 2012, 13(2): 6-10.

LIN M, XU H J, LIANG H, et al. Numerical simulation of plasma aerodynamic actuation for airfoil transonic drag reduction[J]. *Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition)*, 2012, 13(2): 6-10 (in Chinese).

[28] HIDAKA H, OKAMOTO M. An experimental study of triangular airfoils for Mars airplane[J]. *Transactions of the Japan Society of Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 2014, 12(20): 21-27.

[29] 刘加伟, 柳兆涛, 丁仕洪, 等. 等离子体热效应对 NACA0012 翼型增升减阻的研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(5): 1055-1062.

LIU J W, LIU Z T, DING S H, et al. Study on lift enhancement and drag reduction of NACA0012 airfoil under plasma thermal effect[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 1055-1062 (in Chinese).

[30] LI Y W, LI Y H, ZHOU Z W, et al. Experimental investigation on induced flow velocity of plasma aerodynamic actuation[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2009, 26(1): 23-28.

Effect of plasma excitation on aerodynamic characteristics of airfoil in Martian atmosphere

YANG Xianggang¹, GAO Yongxin¹, WANG Zhongming¹, LI Yiwen², YAO Cheng^{1,*}

(1. College of Civil Engineering, Hefei University of Technology, Hefei 230009, China;

2. Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The aerodynamic characteristics of the airfoil for the Martian unmanned aerial vehicles (UAVs) need to be improved because of the low density and the low pressure in the Martian atmosphere. The active flow control technology with plasma excitation was used to enhance the airfoil lift and reduce the airfoil drag in the Martian atmosphere. Effects of plasma excitation positions, excitation power, and angle of attack on the lift and drag of the airfoil were studied at a low Reynolds number on Mars. It is found that the plasma excitation increases the airfoil lift in the region of the trailing edge of the lower surface with a maximum increase of 37% and reduces the airfoil drag in the region of the leading edge of the lower surface with a maximum drag reduction of 8%. The lift-drag ratio of the airfoil significantly raises when increasing the excitation power and decreasing the angle of attack. The pressure wave induced by the plasma excitation generates a pressurized zone and a depressurized zone in the upstream and downstream regions of the excitation, respectively. Therefore, pressurized and depressurized surfaces appear on the airfoil. When the excitation gets close to the trailing edge, the pressurized surface enlarges, which leads to a higher pressure difference across the upper and lower surfaces of the airfoil and increases the airfoil lift. When the excitation is located near the leading edge, the depressurized surface expands, which reduces the pressure difference of the airfoil and decreases the airfoil drag.

Keywords: Martian UAV; low Reynolds number; plasma excitation; lift enhancement; drag reduction

Received: 2023-06-05; Accepted: 2023-07-21; Published Online: 2023-08-18 12:27

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230817.1606.002

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51906054,51776222);

* Corresponding author. E-mail: yaocheng@hfut.edu.cn